

某型涡扇发动机红外抑制方案数值研究

刘小雨¹, 江 勇¹, 李 卒², 陈世国¹, 莫冬腊¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西 西安 710038;

2. 中国人民解放军 95930 部队, 甘肃 酒泉 735305)

摘要: 建立了带有波瓣混合器、加力燃烧室及中心锥的涡扇发动排气系统流场计算模型和 3~5 μm 波段红外辐射特性仿真模型, 并通过发动机地面辐射特性测试对计算模型进行验证。对降低壁面发射率、部件冷却及两种方案结合三种红外辐射抑制方案开展研究。结果表明: 降低壁面发射率能抑制除 90° 外所有方向的红外辐射; 在 0° 时, 发射率每降低 0.15, 全部涂覆的抑制效果提高约 16%; 局部涂覆的抑制效果提高约 14%; 中心锥温度降低 300 K, 0°~15° 的辐射抑制幅度达 44%; 喷管扩散段温度每降低 25 K, 在 50° 方向能产生 8% 的抑制效果; 当两种方案结合时, 在 0°~5° 能够产生 80% 的抑制效果。在 10°~40° 产生 50% 的抑制效果。随着探测角进一步增大, 固体辐射所占比例下降, 抑制效果降低。

关键词: 红外辐射; 红外抑制; 壁面辐射; 气体辐射; 数值模拟

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)08-2482-07

Numerical research on infrared radiation characteristics and infrared restraint of aero-engine

Liu Xiaoyu¹, Jiang Yong¹, Li Zu², Chen Shiguo¹, Mo Dongla¹

(1. Engineering Institute of Aeronautics & Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. PLA No.95930 Troops, Jiuquan 735305, China)

Abstract: The flow field and infrared radiation in the 3-5 μm model of an aero-engine exhaust system was built with lobed mixer, afterburner and cone. The calculated model was examined using the aero-engine ground infrared radiation characteristic test. The study of infrared radiation inhibitory schemes was established using low emissivity coating, components cooling, either alone or mixed. The results show that reducing the infrared emissivity of aero-engine wall restrains infrared radiation effectively in all directions except 90°. With emissivity reduces by every 0.15, the infrared radiation of 0° could be reduced by about 16% when all components are coated whereas the inhibitory effect improves about 14% when partly coated. If the temperature of cone decreases by 300 K, the infrared radiation on 0°-15° is reduced by 44%. If the temperature of divergent part of nozzle decreases by 25 K, the signature at 50° reduces by 8%. If combining the two methods, the signature is reduced by 80% on 0°-5° and by 50% on 10°-40°.

收稿日期: 2013-12-10; 修订日期: 2014-01-18

作者简介: 刘小雨(1987-), 男, 硕士生, 主要从事等离子体航空部件强化与隐身技术方面的研究。Email: 121269880@qq.com

导师简介: 江勇(1957-), 男, 教授, 硕士生导师, 主要从事航空测试技术与故障诊断及航空部件隐身技术方面的研究。

Email: khl725@sina.com

Along with the increasing angle of detection, the proportion of the solid radiation is found to be declining, and the inhibitory effect is decreasing.

Key words: infrared radiation characteristics; infrared restraint; wall radiation; gas radiation; numerical simulation

0 引言

涡扇发动机作为现代空中作战平台的主要动力装置,所产生的红外辐射是飞机 3-5 μm 波段辐射的主要来源。因此其红外抑制技术成为空战装备隐身的关键技术。采用经实验验证的数值方法研究其红外抑制方案能够有效节约研发成本,缩短研发时间,尤其适用于方案论证、预研等阶段性研究与设计。

鉴于开展发动机红外抑制技术的重大意义,国内外均开展了大量的探索创新。国外起步较早,技术研究较为成熟,已应用于多型装备上^[1-2]。近几年国内学者也开展了大量研究。张勃等针对中心锥冷却的抑制效果开展了数值研究^[3];黄伟等采用模拟实验结合数值仿真的方法研究了涡扇发动机的红外抑制手段^[4];单勇^[5]与额日其太^[6]等开展了针对中心锥与喷管冷却抑制红外辐射特性的实验研究。上述研究大都针对模拟实验台上较为简单的几何设计模型,对实际涡扇发动机涡轮后多种部件引起的复杂流动和对辐射的影响关系考虑不足,导致所获得结果与实际应用中差异较大,难以在发动机上开展关键技术的工程化试验验证。

文中针对国内研究存在的不足,建立具有内外涵混合室、中心锥、加力燃烧室和收扩喷管等部件组合的多部件涡扇发动机红外辐射仿真模型,利用发动机地面红外辐射实验对计算方法进行验证。在此基础上,着眼减小部件有效辐射,对减小壁面发射率、冷却部件及两种方法结合这三种方案的红外抑制效果开展数值研究。

1 数值研究

1.1 计算模型

涡扇发动机低压涡轮后部件几何结构如图 1 所示,包括内外涵、混合器、加力燃烧室、中心锥、发动机机匣和收敛-扩散喷管。其中加力燃烧室由加力供油系统、加力火焰稳定器和加力筒体组成,加力供油

系统由加力输油圈和加力喷油杆组成。

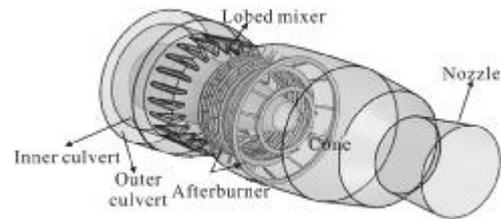


图 1 几何模型示意图

Fig.1 Sketch map of geometric model

1.2 流场计算

流场计算网格采用混合网格方案。内外涵道、混合器、加力部件和中心锥为非结构四面体网格,其余流域采用“Y-Block”划分结构网格。为提高模型精度,对发动机内部及壁面附近进行局部加密。经网格无关解验证,网格数量约为 306 万。

因考虑研究的流场为稳态、周期对称的可压缩流动,故采用二阶迎风离散格式的有限体积法结合可实现(Realizable)湍流模型。进口截面边界设为压力进口,上边界与出口边界设为压力出口边界;左右边界为旋转周期边界;壁面为无滑移壁面边界,耦合传热方式。

1.3 红外辐射计算

假设发动机在非加力工作状态,燃烧充分,忽略燃气散射作用。文中在以上方法获取的流场数据基础上,采用离散传递法建立发动机红外辐射特性计算模型。

(1) 红外网格生成及流场结果处理:根据辐射计算的需求,需构造新的与流场计算不同的红外计算域及三角形计算网格。根据流场计算结果采用反向加权法设定微元数。设定固体壁面为灰体,设内涵截面发射率为 0.914,中心锥为 0.89,其余部分为 0.85。

(2) 计算固体壁面的有效辐亮度:固体壁面 i 的有效辐射包括其自身辐射和对其他壁面和燃气辐射的反射。在计算介质对辐射传输作用时,考虑燃气中

CO₂, H₂O 和 CO 的作用, 根据 Malkmus 模型结合 C-G 近似计算燃气的平均透过率^[7]。

(3) 计算探测点接受的辐射强度: 如图 2 所示, 首先判断探测点与微元面的可见性, 得到其对微元面的空间角, 计算得到微元面辐射经燃气作用及大气吸收^[8]后到达探测点的辐照度, 对光谱辐射强度积分得到探测点在 3~5 μm 波段的积分辐射强度。

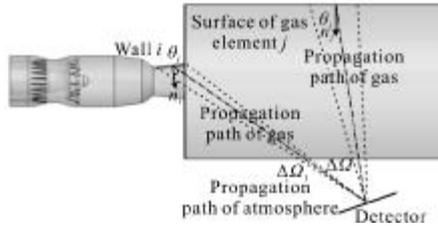


图 2 探测点辐照度计算示意图

Fig.2 Irradiation of detector

2 计算方法验证与结果分析

为验证数值研究方法, 使用该方法建立的涡扇发动机分析计算模型, 应用发动机红外辐射特性的地面实验测试结果, 将发动机辐射强度空间分布的计算值与测试值进行比较, 如图 3 所示, 图中 I 是对应每个探测角度的辐射强度, I_{max} 为测试所得辐射强度的最大值。结果表明: 红外辐射强度的计算结果与实验值基本一致, 因此文中计算方法具备工程实用性。从图中还可以看出: 当探测角小于 40°, 固体辐射占总体辐射的大部分, 分布趋势与总体辐射一致。随着探测角增大, 燃气辐射先增大后减小再增大。主要原因是在 0° 方向, 发动机内部的高温燃气辐射穿过外部低温、低浓度燃气的行程最长, 受到的吸收作用最强。在 10° 方向, 发动机内部燃气吸收量减小,

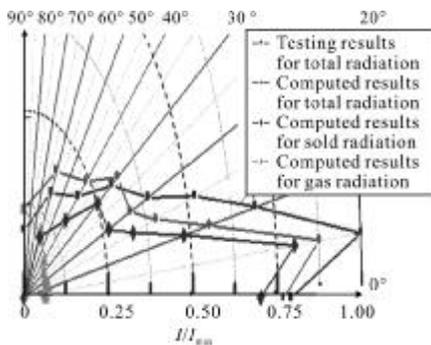


图 3 辐射强度方向分布图

Fig.3 Direction distribution map of radiation

总体辐射达到极大值, 之后开始减小。当探测角大于 30°, 内部燃气基本不可见, 外部燃气作用所占比例增加, 随着其可见面积增大, 燃气辐射强度增大, 在 90° 达到最大。

图 4 是不同探测角度下该发动机部件占总体辐射强度的比例。图中 I 是每个部件的辐射强度, I_{total} 为该角度下的总体辐射。可以看出: 当探测角在 0°~10° 之间时, 中心锥对总体辐射的贡献最大, 在 0°、5° 和 10° 分别占总体辐射的 50.69%、34.50%、13.89%。此外, 低压涡轮、加力火焰稳定器与混合器也贡献了大部分辐射能量。此时由于发动机机匣与喷管的可见面积小、表面温度低, 对总体辐射的贡献较小。当探测角大于 20° 时, 因其他部件均被遮挡, 所以发动机机匣与喷管对总体辐射的贡献作用逐渐增加。当探测角大于 50° 后, 喷管扩散段作为唯一可见的部件贡献全部的壁面辐射。

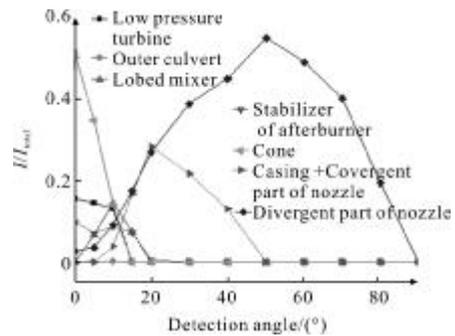


图 4 发动机部件的辐射特性

Fig.4 Infrared characteristic of aero-engine

3 抑制方案

3.1 低发射率涂料对辐射特性的抑制作用

由上节分析可知, 0°~60° 之间的部件辐射是总体辐射的主体, 减小其辐射能有效改善发动机尾向 0°~60° 的辐射特性。降低壁面发射率可以有效降低部件的辐射能量, 且对发动机结构及其内部流场的影响甚微。在当前可见文献中, 实验所采用的涂料发射率最小为 0.51, 而涂料的最近研究成果是 0.2^[9]。综上文中设定材料发射率为 0.51、0.35、0.2。研究材料发射率以及涂覆部位等因素对抑制效果的影响, 具体方案如表 1 所示。

图 5 是原始状态与方案 1~3 在 0° 方向的光谱辐射强度比较。图中横坐标是波长, 单位为 μm; 纵坐标

表 1 采用低发射率涂料的抑制方案

Tab.1 Scheme of low emissivity coating

Engine component	Scheme 1	Scheme 2	Scheme 3	Scheme 4	Scheme 5	Scheme 6
LP turbine	0.51	0.35	0.2	0.51	0.35	0.2
Outer culvert	0.51	0.35	0.2	Unchanged	Unchanged	Unchanged
Mixer	0.51	0.35	0.2	Unchanged	Unchanged	Unchanged
Flame stabilizer	0.51	0.35	0.2	0.51	0.35	0.2
Cone	0.51	0.35	0.2	0.51	0.35	0.2
Casing+ Convergent part of nozzle	0.51	0.35	0.2	Unchanged	Unchanged	Unchanged
Divergent part of nozzle	0.51	0.35	0.2	0.51	0.35	0.35

是光谱辐射强度与原始状态在该方向最大值的比值。当发射率为 0.51 时,与原始状态相比光谱辐射强度平均下降 25%,分布趋势与原始状态相似。随着发射率减小幅度的增大与固体壁面辐亮度的进一步减小,导致燃气的辐射贡献逐渐增大,辐射强度光谱分布趋势发生改变,在 4.6 μm 附近由于燃气组份的发射作用出现一个明显波峰。

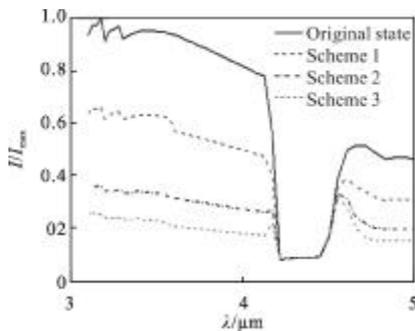


图 5 0°方向不同抑制方案光谱辐射强度分布比较
Fig.5 Comparison of different inhibitory schemes' spectrum radiation at 0°

图 6 是原始状态与方案 1~3 积分辐射强度的空

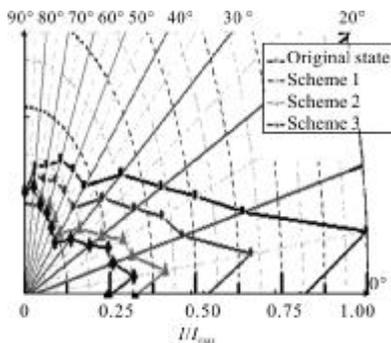


图 6 不同抑制方案辐射强度的空间分布
Fig.6 Distribution of different inhibitory schemes' radiation

间分布对比。当减小所有部件表面发射率时,除 90°外,其余方向的辐射强度均有不同程度减小。其中采用方案 1 在 0°~10°之间的减小幅度达到了 35%。随着发射率的减小,辐射强度减少幅度逐渐增大。由于在 50°之后,喷管扩散段贡献全部的固体辐射,减小其发射率能够有效降低总体辐射,但由于固体辐射所占比例减小,其抑制幅度比小角度时偏小。

图 7 是不同发射率在 0°的抑制效果对比,分别对应不同涂覆方案。可以看出:发射率每降低 0.15,采用全部涂覆,抑制效果提高约 16%;局部涂覆的抑制效果提高约 14%。

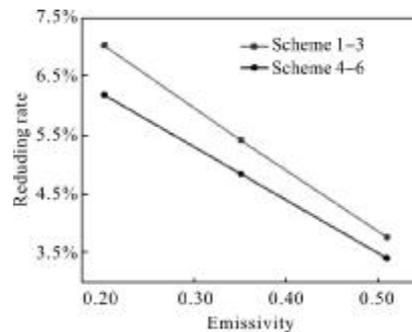


图 7 不同发射率在 0°方向抑制效果
Fig.7 Restraint effect of different emissivity at 0°

为研究涂覆部位对抑制效果的影响,对比方案 3 与 6 的抑制效果,图 8 是抑制效果的方向分布。方案 3 在 0°~5°的辐射强度比方案 6 减小 20%,主要原因是仅减小低压涡轮与中心锥发射率时,环境辐射减小量较小,对外界辐射的反射量增大使其有效辐射减小幅度有限。当探测角在 10°~30°之间时,发动机机匣与喷管收缩段对总体辐射贡献较大,此时两种方案的抑制效果差距明显,最大值达到 38%。

当探测角进一步增大时，喷管扩散段的有效辐射强度主要受自身发射率的影响，两者的抑制效果几乎相同。

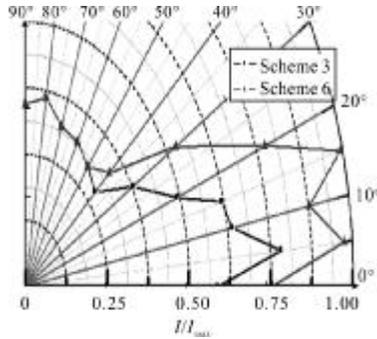


图 8 不同抑制方案辐射强度的空间分布

Fig.8 Distribution of different emissivity's restraint effect

3.2 部件冷却对辐射特性的抑制作用

部件冷却在大幅降低部件温度的同时，也便于后期的维护保障。在前期中心锥冷却的研究中发现：当引入 5.46%的外涵低温气体冷却中心锥，可将锥面平均温度降低约 40%~60%^[10]；而数值研究表明气膜冷却主要影响部件温度分布，对整体流场形态影响不大^[11]。因此忽略部件冷却对辐射传输的影响，主要研究降温幅度与降温部位对红外抑制效果的影响。具体抑制方案如表2 所示。

表 2 采用部件冷却的抑制方案

Tab.2 Scheme of components cooling

Engine component	Scheme 1	Scheme 2	Scheme 3	Scheme 4
Cone/K	-300	-200	-200	-400
Divergent part of nozzle/K	0K	-50	-100	-75

图 9 是原始状态与方案 1~4 辐射强度的空间分布对比图。与原始状态相比，方案 1 对 0°~15°之间最大抑制幅度达 44%，但在其他方位没有明显的抑制效果。方案 2 与方案 3 在 0°~15°的抑制效果几乎相同；主要区别集中于 15°以后，与原始状态相比，方案 3 在该区域的最大抑制效果达到 33%，与方案 2 相比，当冷却温度相差 50 K 时，抑制效果差距最大达到 12%。方案 4 对 0°~15°之间最大抑制效果为 44%，与方案 1、2 比较，中心锥温度每降低 100 K，0°抑制效果提升约 9%。

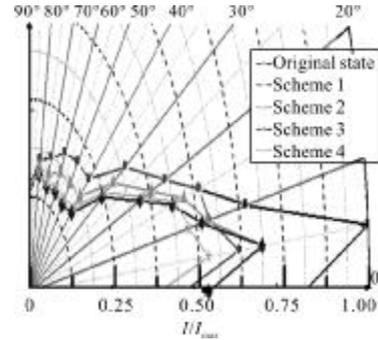


图 9 不同冷却方案的辐射强度空间分布

Fig.9 Distribution of different components cooling schemes' radiant intensity

图 10 是喷管扩散段的降温幅度在 50°方向的抑制效果比较，图中降温幅度与各抑制方案对应。由图可知，方案 1 中中心锥冷却对 50°方向基本没有抑制效果，随着降温幅度增大，温度每降低 25 K，红外辐射强度减小幅度约为 8%。

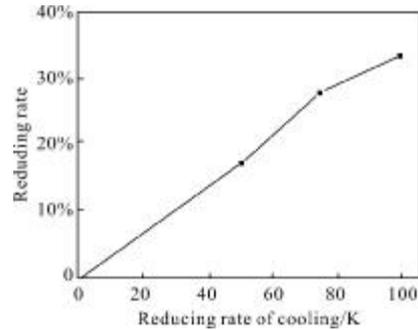


图 10 喷管扩散段降温幅度对 50°方向抑制效果的影响

Fig.10 Restraint effect of cooling nozzle's divergent part at 50°

3.3 两种方法结合对辐射特性的抑制作用

对比分析可知两种抑制方案各有优点。为抑制全方向的红外辐射，降低技术难度，综合使用两种方法进行抑制，具体方案如表 3 所示。

图 11 是方案 1~3 在不同探测角下的抑制效果对比图。三种方案在 0°~40°间的减小幅度一致。这是由于喷管扩散段之前部件的抑制措施相同。此时由于对中心锥同时采用两种抑制方法，总体辐射在 0°和 5°的减小幅度达到了 80%；在 50°之后，随着燃气辐射的比重增加，抑制幅度逐渐降低。与仅降低壁面发射率相比，冷却喷管扩散段的抑制效果提高最大为 15%。为降低技术难度单独采用降低壁面发射率方案也能有效抑制该发动机在探测角 50°以上的红外辐射。

表 3 两种方式结合的抑制方案
Tab.3 Scheme of two methods combined

Engine component	Scheme 1		Scheme 2		Scheme 3	
	Emissivity	Cooling	Emissivity	Cooling	Emissivity	Cooling
LP turbine	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged
Outer culvert	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged
Mixer	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged
Flame stabilizer	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged
Cone	0.2	- 400 K	0.2	- 400 K	0.2	- 400 K
Casing+Convergent part of nozzle	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged	0.2	Unchanged
Divergent part of nozzle	0.35	Unchanged	0.2	Unchanged	0.35	- 100 K

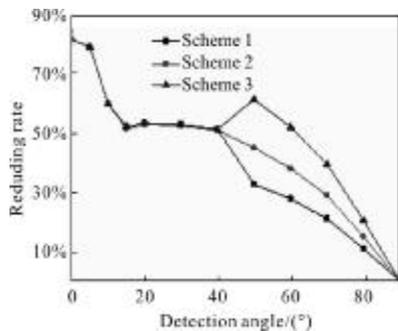


图 11 不同冷却方案抑制效果的空间分布

Fig.11 Distribution of different cooling schemes' restraint effect

4 结 论

通过建立带有波瓣混合器的涡扇发动机排气系统流场计算模型和 3~5 μm 波段红外辐射特性仿真模型。在完成计算方法验证与该发动机的红外辐射特性分析后,开展该型发动机红外辐射抑制方案的数值研究。得到结论如下:

(1) 该发动机红外辐射在探测角 5°~90°时区域内,随着角度增大逐渐减小。当探测角小于 30°时,总体辐射中固体辐射所占比例较大,在 0°~10°时,中心锥辐射最强,其次为低压涡轮、火焰稳定器、机匣和喷管。随着角度增大,发动机机匣与喷管成为辐射最强的部件,当探测角大于 50°时喷管扩散段贡献全部的固体辐射。

(2) 降低壁面发射率能抑制除 90°外所有方向红外辐射。采用全部涂覆方案,当发射率为 0.51 时,在 0°~10°之间的抑制幅度达到了 35%。当发射率为 0.2 时,局部涂覆方案在 0°~5°的抑制效果与全部涂

覆方案相差 20%。发射率每降低 0.15,全部涂覆方案在 0°方向上抑制效果提升 16%,局部涂覆的抑制效果提高 14%。

(3) 采用部件冷却方案,中心锥温度降低 300 K,0°~15°间的辐射抑制幅度达 44%,但在其他方位上抑制效果不明显。喷管扩散段的冷却影响范围广,主要作用于 40°~70°之间,扩散段温度每降低 25 K,在 50°方向能产生 8%的抑制效果。

(4) 当两种方法结合进行抑制时,在 0°~5°能够产生 80%的抑制效果。在 10°~40°产生 50%的抑制效果。随着探测角进一步增大,固体辐射所占比例下降,抑制效果降低。

参 考 文 献:

- [1] Behrouzi P, McQuirk J J. Jet mixing enhancement using fluid tabs[R]. AIAA 2004-2401, 2004.
- [2] Deere K A, Asbury S C. Experimental and computational investigation of a translation-throat single-expansion-ramp nozzle[R]. NASA TP-2209138, 1999.
- [3] Zhang Bo, Ji Honghu, Zhang Zongbin, et al. Numerical investigation of thermal radiation characteristics [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 560-565. (in Chinese)
张勃, 吉洪湖, 张宗斌, 等. 中心锥冷却对喷管腔体红外辐射抑制作用数值分析 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 560-565.
- [4] Huang Wei, Ji Honghu, Si Ren, et al. Investigation of infrared suppression of exhaust system by reducing surface temperature and emissivity [J]. Journal of Propulsion, 2011, 32(4): 550-556. (in Chinese)

- 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 550-556.
- [5] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Shao Wanren, et al. Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film-cooling center-body exhaust system for a turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 9-16. (in Chinese)
单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 9-16.
- [6] Eriqitai, Wang Zhijie, Wu Shousheng. Preliminary experimental investigation on the divergent wall cooling of two dimensional C-D nozzles at high speed and hot jet conditions [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 40-44. (in Chinese)
额日其太, 王志杰, 吴寿生. 高速热喷流条件下二元收扩喷管扩张段壁面冷却的初步试验研究 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 40-44.
- [7] Chen Wei, Wang Zhongxian, Ma Donghui, et al. Calculation and simulation of infrared radiation characteristics of non-uniform hot gas [J]. Infrared and Laser Engineering, 2010, 39(1): 17-21. (in Chinese)
陈卫, 汪中贤, 马东辉, 等. 非均匀热气体红外辐射特性计算与仿真[J]. 红外与激光工程, 2010, 39(1): 17-21.
- [8] PhRiviere. An approximate data base of H₂O infrared lines for high temperature applications at low resolution, statistical narrow band model parameters [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 1995, 53(2): 221-234.
- [9] Shao Mingchun, Xu Guoyue, Shen Xingmei, et al. Study on heat-resistant PbO coating with low emissivity in 3-5 μm waveband [J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2009, 32(5): 15-17. (in Chinese)
邵春明, 徐国跃, 申星梅, 等. 3-5 μm 波段低发射率耐高温 PbO 涂层的研究[J]. 兵器材料科学与工程, 2009, 32(5): 15-17.
- [10] Jiang Yong, Lin Jie. Influence of different cooling methods on core cooling effectiveness [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2013, 14(5): 5-8. (in Chinese)
江勇, 林杰. 不同冷却方式对中心锥冷却效果的影响[J]. 空军工程大学学报, 2013, 14(5): 5-8.
- [11] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Shao Wanren, et al. Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film-cooling center-body exhaust system for a turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 9-16. (in Chinese)
单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 9-16.